

超音速インテーク内流れの数値シミュレーション

重松 淳 司* 山本 一 臣**
白石 和 雄* 田中 厚 成*

A Numerical Investigation for Supersonic Inlet

by

Junji SHIGEMATSU, Kazuo SHIRAISHI and Atsushige TANAKA
Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.
Kazuomi YAMAMOTO
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

The flowfield in high efficiency mixed compression inlet with throat cavity have been performed numerically by solving two dimensional compressible Navier-Stokes equations using Harten-Yee's TVD scheme. In the present study, the configuration of the experimental inlet is taken in computation as closely as possible. The flowfield of the inlet including the throat cavity region is discretized and solved simultaneously with the external flow regions. The numerical results demonstrate the flow behaviors around the throat cavity for typical cases of the mass flow-plug and wall bleed. Comparison with the experimental results for static pressure distributions and flow characteristics shows reasonable agreements and also detects the limitation of the two dimensional analysis.

1. はじめに

超音速インテーク(空気取り入れ口)は、超音速航空機用エアブリーディングエンジンにおける圧縮過程のほとんど、または全てを受け持つ重要な構成要素の一つである。これら超音速インテークは、広範囲な飛行条件において安定した性能を実現するために、境界層の剥離防止とインテークの始動性向上を目的とした壁面上の抽気口や、最終衝撃波の安定化のためのスロートキャビティ等が設けられていることが多い。このためインテーク内部の流れは、非常に複雑なものとなっており、流れ場の精度良い予測が超音速インテーク開発の重要なかぎとなっている。

一方、計算機能力の向上や、計算手法の進歩などにより、数値計算の技術は飛躍的な進歩を遂げ、その応用範囲も年々幅広くなってきている。特に圧縮性流れの分野では、TVDスキームの発展により、高マッハ数の流れ場に対しても、安定でかつ高精度な計算が可能になったため、これら超音速インテークやスクラムジェットインテーク内の流れ解析などが比較的容易におこなえるようになり、その解析例も年々増えてきている。

本研究では、スロート部にキャビティを持つ超音速インテーク内の流れをTVDスキームを用いて、Navier-Stokes方程式を数値的に解くことにより解析し、色々な条件におけるキャビティ近傍の流れの様子をシミュレートした。また、計算結果は、同インテーク模型による風洞試験結果¹⁾との比較も試みている。

* 石川島播磨重工業株

** 航空宇宙技術研究所

2. 基礎方程式及び数値計算法

2.1 インテーク模型

図-1 に、今回の計算対象に選んだ風洞試験に用いられる超音速インテークの概略図を示す。このインテークは、外部圧縮と内部圧縮の両方を行う混合圧縮型と呼ばれるタイプで、ランプから生じる 4 本の衝撃波により外部圧縮を行い、さらにカウルからの 3 本の衝撃波により、内部圧縮を行う。そして流れは、スロート部の終端衝撃波をへて、亜音速まで減速され、デフューザーによって圧力回復が行われる。混合圧縮型のインテークでは衝撃波を通路内部に保持する必要があるが、衝撃波と境界層の干渉が避けられず、そのままでは大きな剝離が生じてしまうということが予測される。このため、スロート直前のランプ壁には抽気口が設けられており、境界層の剝離を抑えている。スロートの上壁側に設けられている空洞は、スロートキャビティと呼ばれるもので、終端衝撃波をスロート部に安定に保持する役割を果たしている。このキャビティからはインテーク外部へと通じる流路があり、これを通じてキャビティ内の流れの一部はインテーク外部へと流出する。また、デフューザー出口部に設けられたフロープラグは前後に動き流量をコントロールすることにより排圧を調節して、最適な始動状態が得られるように操作する。

2.2 基礎方程式およびアルゴリズム

基礎方程式には、一般座標系 (ξ, η) を用いた 2 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いる。なお、粘性項には、薄層近似を施した式を用いている。

これらの式は、保存系表示で次のように現される。

$$\frac{\partial \tilde{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \frac{\partial \tilde{S}}{\partial \eta} \quad (1)$$

このうち、 \tilde{Q} 、 \tilde{E} 、 \tilde{F} は、

$$\tilde{Q} = J^{-1} \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{Bmatrix}$$

$$\tilde{E} = J^{-1} \begin{Bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ (e+p) U \end{Bmatrix}$$

$$\tilde{F} = J^{-1} \begin{Bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ (e+p) V \end{Bmatrix}$$

$$\tilde{S} = J^{-1} \begin{Bmatrix} 0 \\ \mu (\eta_x^2 + \eta_y^2) \frac{\partial u}{\partial \eta} + \frac{\mu}{3} \eta_x (\eta_x \frac{\partial u}{\partial \eta} + \eta_y \frac{\partial v}{\partial \eta}) \\ \mu (\eta_x^2 + \eta_y^2) \frac{\partial v}{\partial \eta} + \frac{\mu}{3} \eta_y (\eta_x \frac{\partial u}{\partial \eta} + \eta_y \frac{\partial v}{\partial \eta}) \\ u S_2 + v S_3 + \frac{1}{\gamma - 1} \frac{\mu}{Pr} (\eta_x^2 + \eta_y^2) \frac{\partial a^2}{\partial \eta} \end{Bmatrix}$$

ここで、 p の理想気体の状態方程式から求まる圧力で、 U 、 V は反変速度、 γ は比熱比、 Pr はプラントル数、 Re はレイノルズ数、 a は音速である。また、 J は変換ヤコビアンである。計算は、式(1)を対角化を施した ADI 法²⁾ により時間積分を行い、定常解を得るという方法で行う。このときの右辺側の対流項の離散化には、Harten-Yee による TVD スキーム³⁾ を用い、高マッハ数における安定

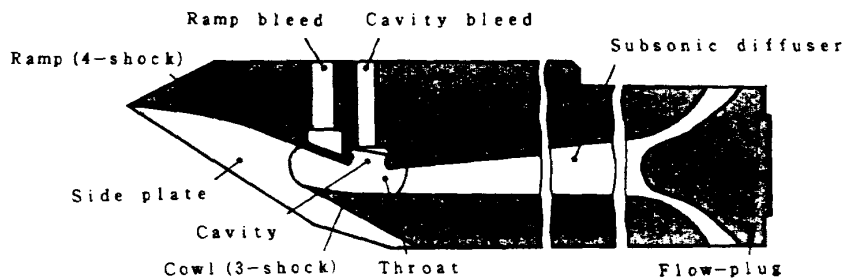


図-1 超音速インテーク実験模型概略図

性と衝撃波の捕獲性能を高めている。粘性項の離散化には中心差分を用いている。乱流モデルには Baldwin-Lomax の代数型モデル⁴⁾を用いる。また、キャビティや外部流領域はブロックなどに分けて別々に計算するという事はせず、単一計算領域上に展開して取り扱っている。このため、カウルやランプ壁などの固体領域上にも格子点が存在することになるが、これらの格子点については、時間積分を行っても状態量に変化しないように拘束を施している。この方法では、計算領域の接続のために代数的に境界の値を決定する必要がないため計算精度を低下させなくて済み、またスーパーコンピュータによる計算にも有効である。

2.3 計算格子

図-2 に、計算に用いた格子の図を示す。格子数は、カウルなどの固体領域上の格子点まで含めて 530×250 であり代数的な方法で生成した。計算では、インテーク内部の領域だけではなく、外部領域まで、計算領域としている。また、スロートキャビティ内部から、外部領域まで、通路が設けられており、キャビティ内の流れの一部が、外部へ自然抽気されるようになっている。ディフューザー出口側に設けられるフロープラグは、実験模型に用いられているような形状をそのまま取り扱うのではなく、第2スロートを設けるという方法で、このプラグを簡略化して計算を行っている。

3. 数値計算結果

本解析では、一様流マッハ数をこのインテークの設計マッハ数である 3.0 に設定して、レイノル

ズ数を実験状態に合わせて、 2×10^6 の条件のもとに計算を実行した。また、ディフューザー出口部のフロープラグの条件を、スロート面積 A_t と、ディフューザー出口部の面積 A_e を用いて、 $A_e/A_t = (1.13, 0.94, 0.86)$ の3ケースについて計算を実施した。

図-3 に、 $A_e/A_t = 1.13$ における計算結果を示す。(a) は、インテーク部分全体の流れの様子をマッハ数分布によって示したものであり、(b) はスロート近傍を拡大したものである。ランプ壁からは4本の衝撃波がカウル先端に向かって生じている。またカウルからは3本の衝撃波がスロートキャビティ上に達しており設計どおりの衝撃波パターンが得られている。スロートキャビティ直前のランプ壁にみられる弱い膨張波は抽気によるものである。キャビティ上からはやや強い膨張波が生じているのが観察され、キャビティ内部では、流れが循環しているのがわかる。この循環している流れの一部は、インテーク外部へとつながっているダクトを通じて外部へと抽気されている。また、キャビティ後端には強い圧縮波と膨張波がみられる。(c) は、実験で得られたスロート近傍のシュリーレン写真であり、カウルからの衝撃波がキャビティ上に達している様子やキャビティ後端からの圧縮波と膨張波などが写し出されており、数値計算の結果が、インテーク内の流れの様子を、良くシミュレートしていることがわかる。また、(d) には、計算で得られた壁面圧力分布と実験による圧力分布の比較が示されている。ランプ壁上の圧力分布は、スロートキャビティまでは4本の衝撃波による圧力上昇が良く一致している。また、圧力は、

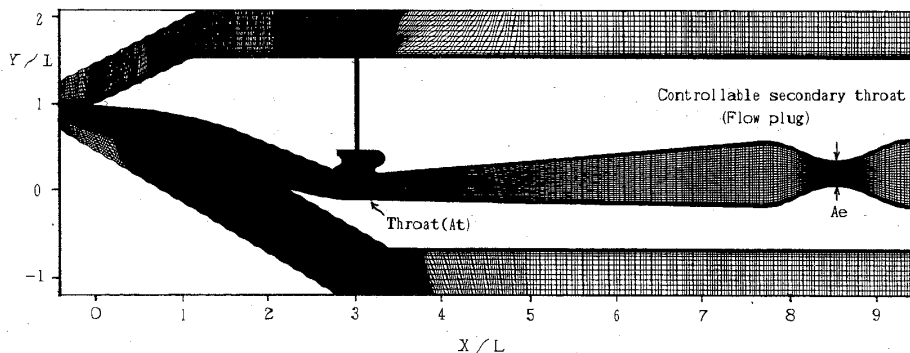
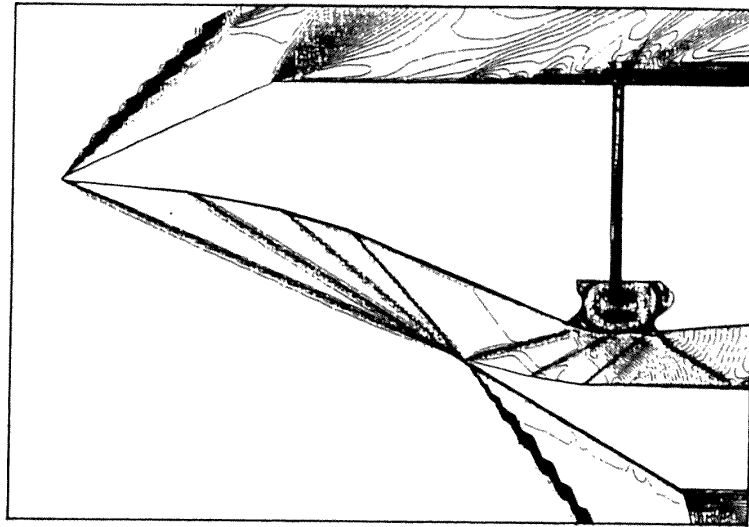
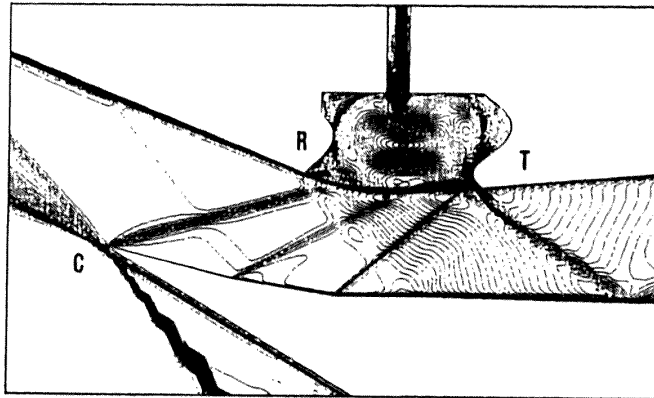


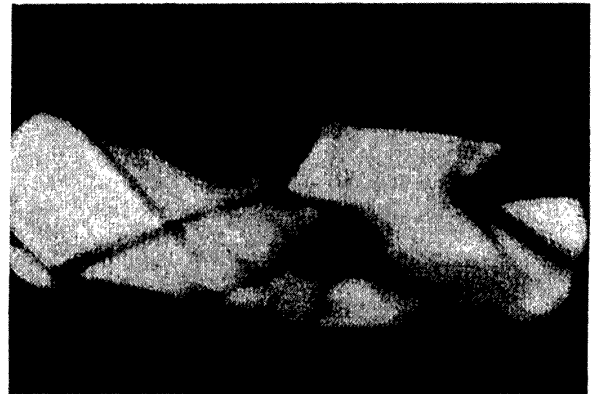
図-2 計算格子 (530×250)



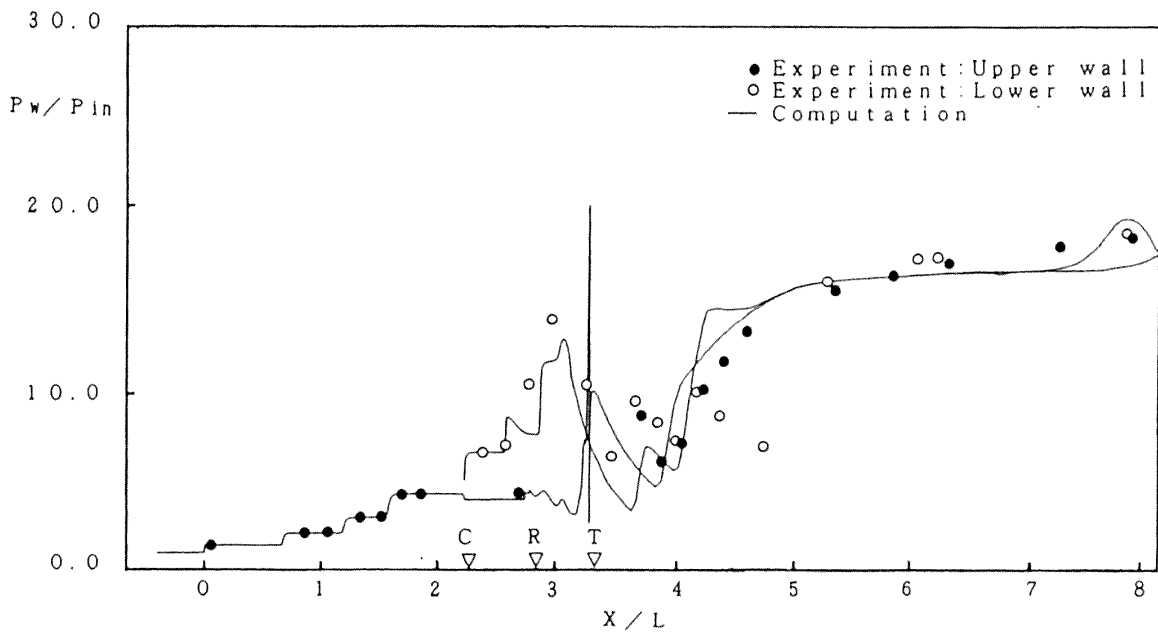
(a). Computed shock pattern(Mach number contours).



(b). Mach number contours around the throat.

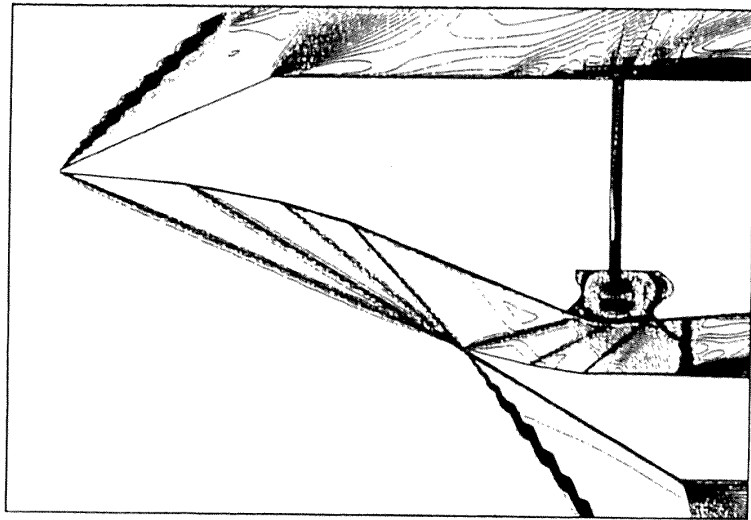


(c). Schlieren photograph.

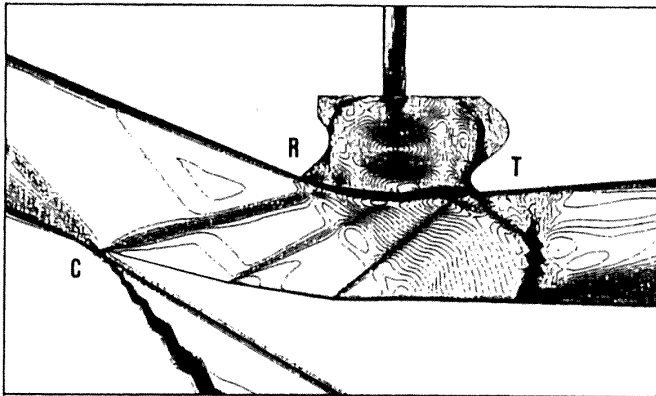


(d). Static wall pressure distributions.

図-3 計算結果 ($A_e/A_t=1.13$)



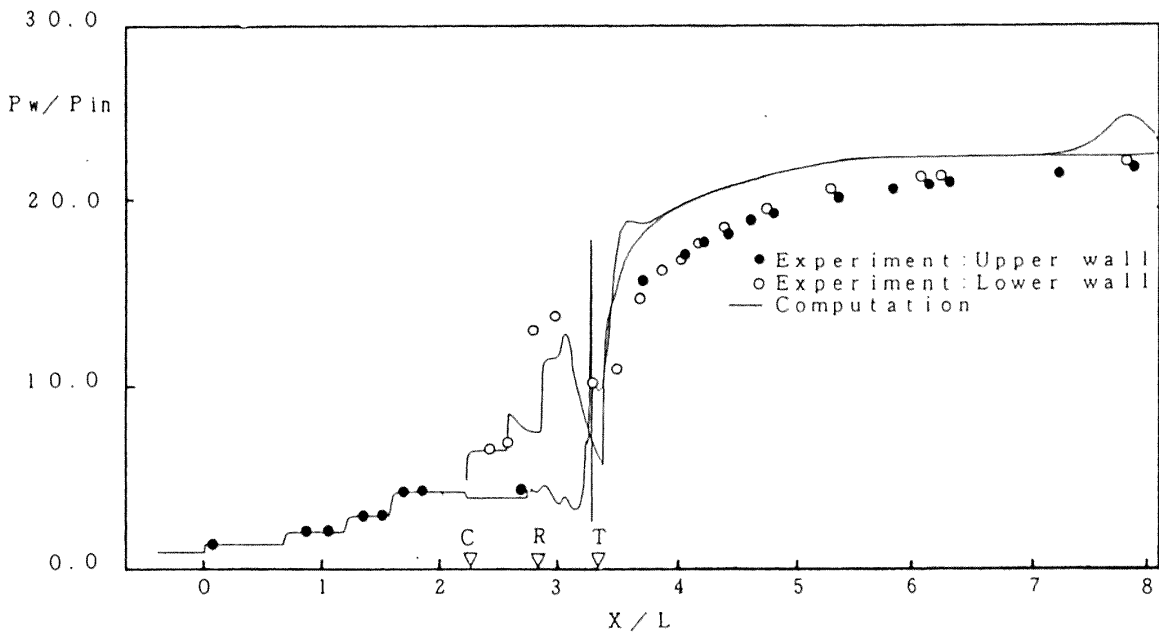
(a). Computed shock pattern (Mach number contours).



(b). Mach number contours around the throat.

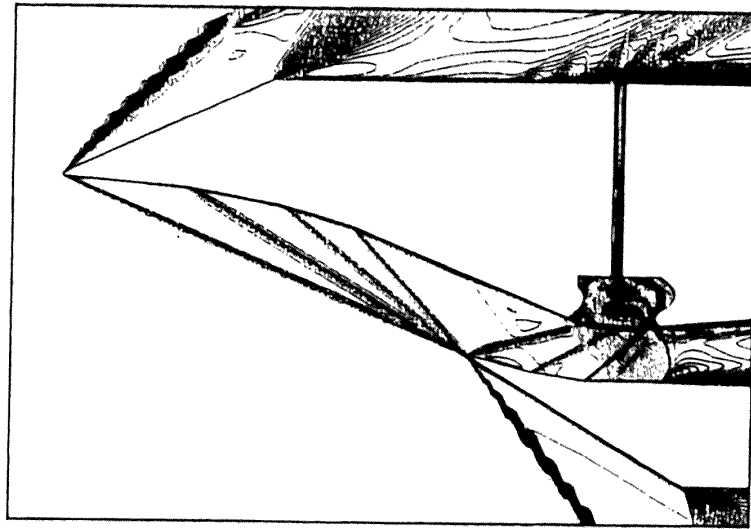


(c). Schlieren photograph.

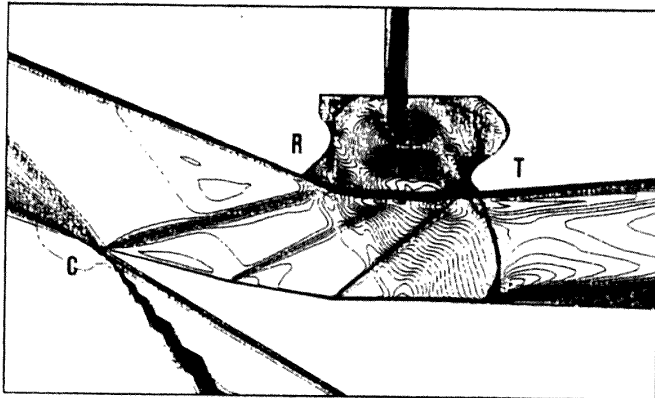


(d). Static wall pressure distributions.

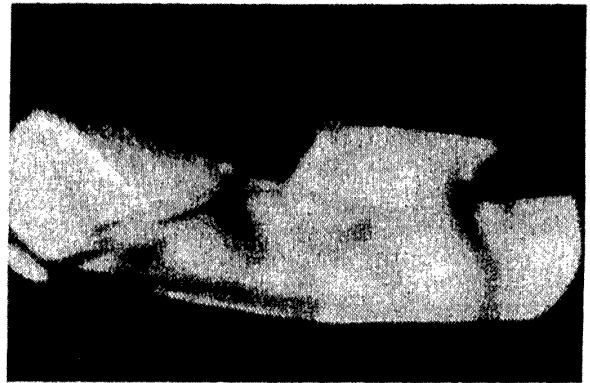
図-4 計算結果 ($A_e/A_t=0.94$)



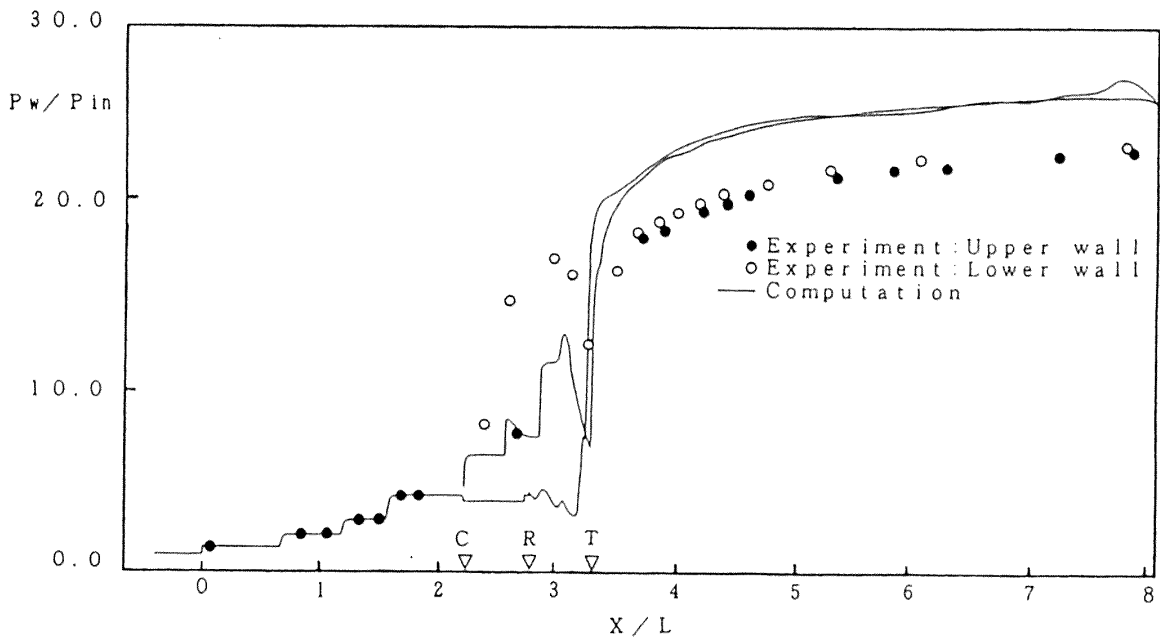
(a). Computed shock pattern(Mach number contours).



(b). Mach number contours around the throat.



(c). Schlieren photograph.



(d). Static wall pressure distributions.

図-5 計算結果 ($A_e/A_t=0.86$)

いったんキャビティ上で下降して、さらにキャビティの後端から発生する衝撃波により再び上昇する。しかしこの条件では終端衝撃波が存在せず、スロートより後方でも流れは亜音速にはなっておらず、最適な状態とはなっていない。

図-4に、 $A_e/A_t=0.94$ における計算結果を示す。まず、(a)から、スロートより上流側の流れの様子を見ると、前に示した条件における計算結果と変わりはない。これは、スロートより上流の流れは全て超音速であり、フロープラグの変化による影響はここまで伝わってきていないためである。一方、スロートキャビティのやや後方では、前のケースにはみられなかった終端衝撃波が現れている。この衝撃波は、スロートキャビティ後方からの圧縮波と干渉して弓状に湾曲しているように見える。(c)のシュリーレン写真では計算結果と同じように、スロートキャビティのやや後方で、湾曲した形の終端衝撃波がみられる。しかし、計算結果わらわかるように、この衝撃波自体が湾曲しているのではなく、スロートキャビティ後方からの衝撃波と終端衝撃波の干渉で、湾曲しているように見えるということがわかる。前のケースと比較して、この衝撃波の存在による影響は大きい。(d)の壁面圧力分布によると、スロートより後方における圧力上昇が、終端衝撃波の存在しなかった前のケースに比べてはるかに高くなっていることがわかる。

図-5に、さらにフロープラグを絞った状態である $A_e/A_t=0.86$ における流れの様子を示す。この状態においてもスロートより上流の流れは全て超音速であり、ほかのケースと変わっていない。スロートの近傍の流れの様子も基本的には、 $A_e/A_t=0.94$ の場合と同じであるが、この条件の方が終端衝撃波の位置がやや前方にでており、キャビティ後方からの圧縮波との干渉がなくなり、一本の終端衝撃波となっている。(c)に示したシュリーレン写真でも、この衝撃波は、前のケースより前方にでており、その形状も、湾曲しているというよりは、直線に近くなっており、計算が良く実験によって得られた結果と一致していることがわかる。(d)の圧力分布ではさらに圧力上昇がみられる。

しかし、これらの圧力分布を実験値と比較してみると、計算結果の方が常に高い値を予測している。この原因として、実験ではインテークは長方形断面のダクトになっており、完全な2次元的な流れにはなり得ない。したがって、側壁においても、ランプやカウル壁上看られる剥離と同等の剥離が存在するものと思われまたコーナーに発生する渦の影響も考えられ、これらがインテークの効率を低下させて、圧力上昇が十分に行われていないためであると考えられる。

図-6は、捕獲流量 (G_{co}) と全圧回復率 (Pr) の関係を示したものである。捕獲流量は、フロープラグをあるところまで閉めるまでは、ほぼ一定値になっており、全圧回復率は、フロープラグを閉めるにしたがって増加してゆく。

捕獲流量がある条件から減少するのは、終端衝撃波がスロートキャビティ上に達し、衝撃波より下流側の流れがキャビティ内に押し出され、それが、外部へと流れ出すためである。このグラフでも実験による結果が載せてあるが、計算結果と比較すると、定性的には一致した傾向がみられるが、全圧回復率と捕獲流量の両方とも計算値の方が高い数値となっている。この原因については、はっきりしたことは言えないが、圧力分布には3次元性による不一致がでており、またキャビティの抽気口が3次元的になっていることを考えると3次元性による可能性が高い。

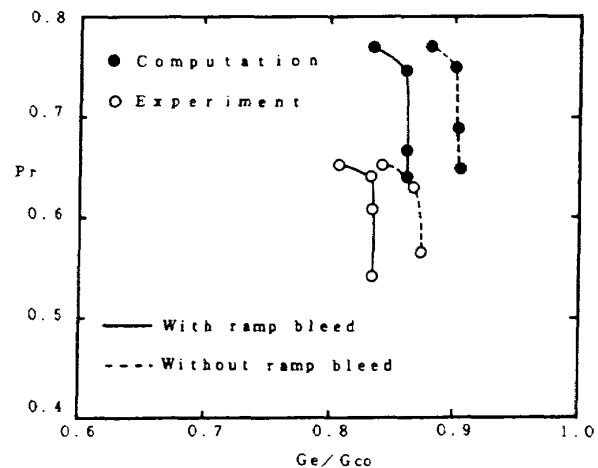


図-6 インテーク特性

4. ま と め

スロート部分にキャビティを持つ混合圧縮型超音速インテーク内の流れを、Navier-Stokes 方程式を、TVDスキームを用いて解くことによりシミュレートした。解析では、複雑な形状を持つインテークを単一の計算領域上で取り扱い、効率の良い計算を行う事が出来た。また、実験結果との比較では、数値計算が、フロープラグの開閉による流れの状態の変化を、よくとらえている事が示され、数値計算の有効性を示す事が出来た。一方、この解析により、2次元解析の限界も明かとなった。実際のインテークでは、側壁上の境界層の影響がかなりあると考えられるが、2次元解析ではこれを考慮する事が出来ない。このため、静圧分布では、大きい剥離の存在が予測されるスロートより下流側で計算結果の方が実験結果より高い値を常に予測している。したがって、さらに詳細なインテーク内の流れを予測しようと思えば3次元解析をする必要があるだろう。

なお本研究は、航空宇宙技術研究所と石川島播磨重工業との共同研究の一環として行われたものである。

5. 参 考 文 献

- 1) Yanagi, R., Sindo, S., Murakami, A., *et al.*, "Experimental Study of Aerodynamic Characteristics of Mach 3 Air Intake Model," 28th Airplane Symposium (1990).
- 2) Yee, H.C. and Harten, A., "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates," AIAA-85-1513 (1985).
- 3) Pulliam, T.H. and Steger, J.L., "Implicit Finite Difference Simulation of Three Dimensional Compressible Flow," AIAA J., Vol. 18, 1980, pp. 159-167.
- 4) Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model of Separated Turbulent Flows," AIAA-78-257 (1978).